

M-Vロケット搭載のサブペイロード

津田雄一*

1. はじめに

本稿では、M-V-6, 8, 7号機に搭載したサブペイロードの成果について報告する。

M-Vロケットには、6号機から、主衛星とは別に、ロケットの飛翔環境・宇宙環境を利用した実験スペースの場として、第3段計器部（B3PL部）に「サブペイロード」を最大2つ搭載できるようになっている。サブペイロードはこれまでに6, 8, 7号機にそれぞれ2基ずつ、合計6基の実験装置が搭載された。

本稿は、サブペイロードの開発過程、開発成果および宇宙理工学への貢献について言及するものである。

2. 研究開発の概要

2.1. サブペイロードの意義と選考過程

サブペイロードは、宇宙科学研究本部の全国の大学共同利用機関としての役割の一つとして、宇宙科学研究本部宇宙工学委員会が募集を行っている。募集は打上げ予定日のおよそ1年半前である。選考は、ロケット飛翔環境ないし飛翔後の宇宙環境を利用した実験であり、わが国の宇宙理工学に貢献できるものを基準に行われる。

サブペイロードはロケットから分離せず、ロケット側のリソース（ロケットテレメータや集中電源）を利用した実験と、ロケットから分離して衛星となる実験のいずれも認めており、打上げ飛翔環境や宇宙環境を利用した幅広い宇宙理工学の実験を可能としている。表1に、サブペイロードの搭載条件を示す。

サブペイロードは、従来第3段のダイナミックバランス調整のためのダミーマス取り付け位置（約5kg, 6箇所、図1参照）に、ダミーマスに置き換えて搭載できるようにしたものであり、搭載決定後はロケットの一コンポーネントとして、各種総合試験に参加することが求められる。

上記のサブペイロードの性格のため、重心調整ウェイトが不要になった場合、および主衛星への影響が大きいと判断された場合、搭載が見送られることになっている（幸いにしてそのような例はなかった）。

サブペイロードの試験および評価プロセスについて、図1に示しておく。またサブペイロード単体作業であって、M-Vから要求するものとしては、機械環境試験（振動、低周波衝撃、高周波衝撃）、温度試験、真空試験などがある。

2.2. ロケットインターフェース

サブペイロードは第3段計器部（B3PL）計器盤下部に搭載される（図1）。搭載位相は6つの候補が存在し、

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) /JAXA

B3PL部のダイナミックバランス試験を実施した結果により、2つのサブペイロードの搭載位相が確定する。各サブペイロードに割り当てられている質量は5kg程度である。

表1 サブペイロードの搭載要求条件の概要

(1)ロケットからの分離	主衛星分離から十分な安全時間を経過した後に、低スピンド下で行う場合に限って分離を許容する。ただし、分離時のテレメトリなどの情報は得られない。主ペイロード、M-V側での安全審査の結果によっては、分離を拒否する場合がある。
(2)通信	サブペイロードが独自に通信回線を確保する場合は、サブペイロード側にて免許等の申請を行うこと。射場にて無線回線にて試験を行う場合は、それも含めること。
(3)サイズ	幅200×奥行150×高さ125mmの直方体の領域。
(4)重量	5kg/個程度。
(5)個数	2個。主衛星の完成時の慣性量によっては3個搭載する場合があります。
(6)打上げ時の状態	コールドロンチ（サブペイロード電源OFFの状態で行う）とする。ただし、飛翔環境を利用した非分離のミッションであって、主衛星への影響がないことが確実な場合はホットロンチを認める。
(7)電力	ロケット側から+18V/-18Vの電源を供給可能。ロケット側の指定するラッチングリレーを回路内に設けること。ロケット側電源保護のためサブペイロード側にヒューズを設けること。
(8)ロケットへのアクセス	ノーズフェアリング装着前の打上げ約1週間前までに限る。充電回線はロケット側から提供しない。
(9)電源ONのタイミング	打上げ後、ロケット側電源コントローラによりONされる。
(10)ダウンリンク	分離しないペイロードまたは分離前の状態では、ロケットテレメータ2ch（デジタル、400Hz、8bit）使用可能である。サブペイロード側での独自のダウンリンクは、サブペイロード側申請の無線回線によるものとし、分離後TBD秒以降にのみ発信させるものとする。
(11)アップリンク	アップリンクは提供しない。サブペイロード側からの独自のアップリンク回線は、サブペイロード側申請の無線回線によるものとするが、主ミッションに影響がない十分な安全時間を経過した後にのみ運用するものとする。
(12)実験時間の制約	独自にデータレコーダを搭載しないペイロードの場合は、打上げ後約390秒までに完了しなければデータは受信されない。
(13)製作次期の目安	打上げ約1年前の計器合わせで機械的I/Fを確認すること。打上げ約半年前の噛み合わせで電気的I/Fを確認すること。
(14)経費	サブペイロードの製作、および試験に関わる経費は、サブペイロード側で負担するものとする。

サブペイロードがインターフェースできるロケット側電気的機能は下記の通りである。

- ・ 第3段集中電源
- ・ 第3段テレメータ
- ・ 第3段タイマ

集中電源（±18V）は、ロケットから分離しないサブペイロードにおいては実験装置駆動用電源として、また分離する場合は分離機構駆動用の電源として利用することができる。テレメータはサブペイロードのステータスを、ロケットテレメータを通じてダウンリンクするようになっているもので、各サブペイロードにつきデジタル8bitデータを毎秒400byte送信できる。

タイマはサブペイロードの起動タイミングを与えるものである。基本的にサブペイロードはcold launchであり、主衛星分離後にこのタイマ信号を受けて電源ONとすることになっている。M-Vは固体ロケットであるた

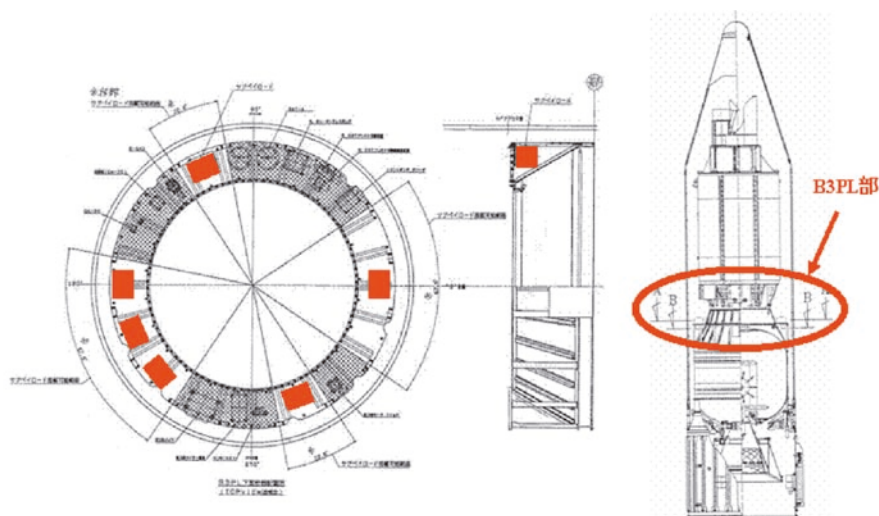


図1 サブペイロードの搭載候補位置

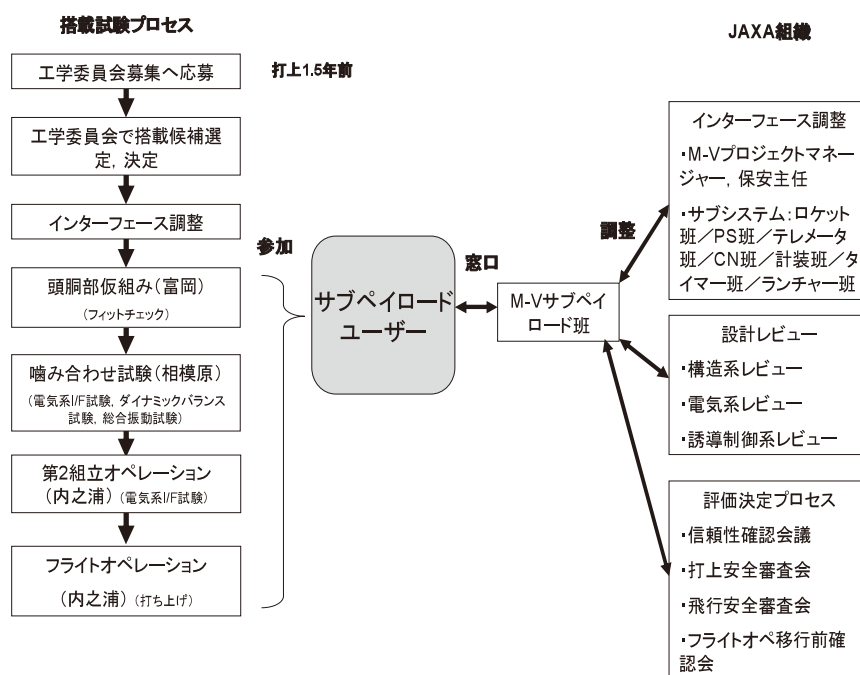


図2 サブペイロードの試験・評価プロセス

め、燃焼シーケンスが毎号機ほぼ同じである。第3段燃焼終了はX + 311秒付近であり、主衛星分離はその後通常500秒前後に実施される。サブペイロードの起動はその後ということになる。

M-Vで打上げられる低軌道衛星は、M-Vに楕円軌道に投入された後、衛星推進系にてペリジアップを実施するため、ロケット第3段の最終軌道は近地点200～300km、遠地点600～800km程度となることが多い。軌道傾斜角は主衛星のミッションに依存する。従ってサブペイロードを第3段から分離した場合、楕円低軌道に投入されることになる。

サブペイロードのミッション実施中のロケット姿勢は、主衛星分離後ということもあり、比較的フレキシブルに対応できる。実際サブペイロードを衛星化する場合、分離方向をサブペイロードとロケットで調整して決めている。

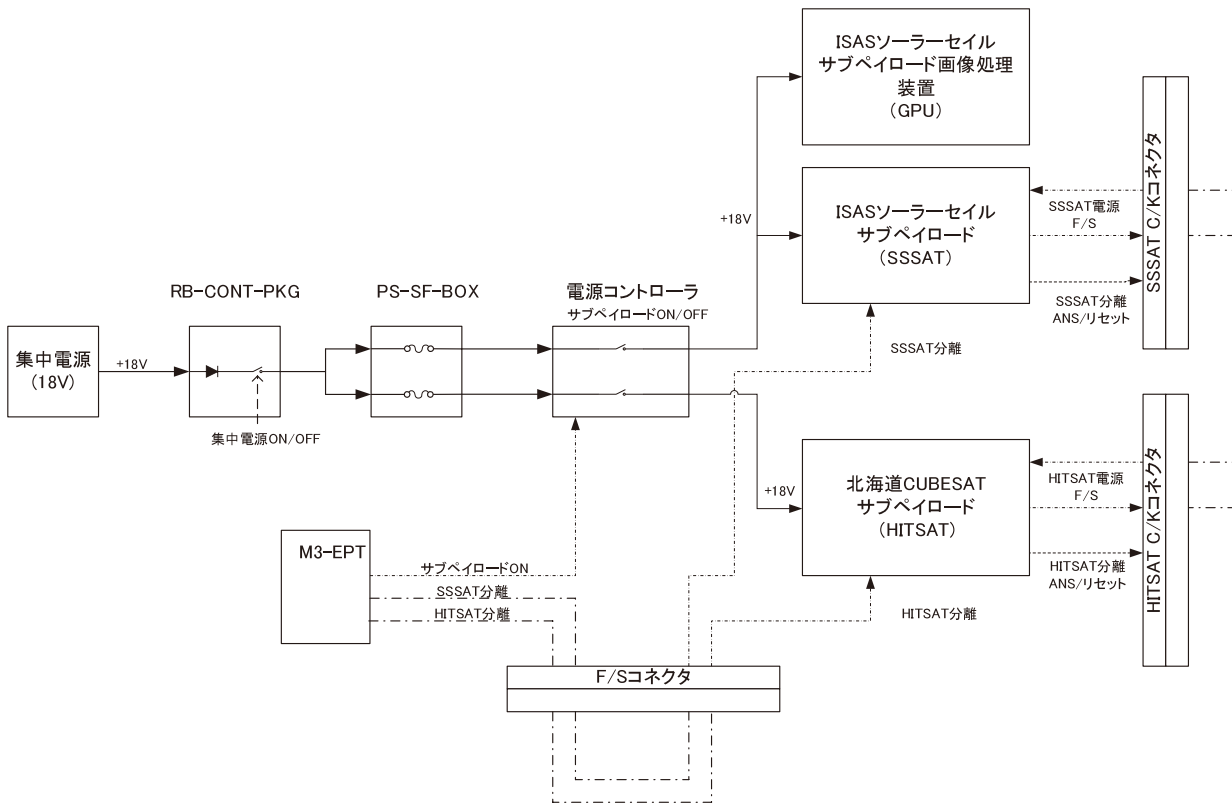


図3 サブペイロード周辺のシステム系統図 (M-V-7号機の例)

2.3. 信頼性および安全性の確保

サブペイロードは、主ミッション（主ペイロード）に影響を及ぼさないことが前提であり、そのための地上作業安全、飛翔時の信頼性確保のための対策が多重に施されている。すなわち、サブペイロードが、M-V主ミッション遂行中に誤って動作しないことを主眼に、安全設計がなされている。図3に、サブペイロード周辺のシステム系統図を示す。図3は7号機の例であるが、6、8号機でも基本的な違いはない。

(1) 地上作業安全確保

RB-CONT-PKG（集中電源スイッチ）、電源コントローラ（サブペイロード電源のスイッチ）により、ロケット側からサブペイロードへ供給される電力系統が遮断されるようになっている。さらにサブペイロード側においては、F/Sコネクタにより、Safety時にはタイム信号がサブペイロードへ到達しないようになっており、C/Kコネクタ開の時には電力がサブペイロードの電子回路に供給されないようになっている。

以上のように、地上操作作業に対して、ロケット側で2重、サブペイロード側で2重の安全対策が施されている。

(2) 飛翔時誤動作防止

飛翔中に、サブペイロード動作のトリガーを与えるのは、M3-EPT（第3段タイマ装置）である。M3-EPT自体、CPUが3つ搭載されており、多数決決定方式により動作することで誤作動を抑制している。

サブペイロード側においては、電源コントローラがONになり、かつサブペイロードがONにならないと、サブペイロードへ電力が供給されない。この2つのON信号はいずれもM3-EPTから与えられるものであり、これにより（飛翔中誤った時刻に動作開始しないという意味で）信頼性が確保されている。

(3) サブペイロード動作異常に対する防御

サブペイロードが動作を開始した後も、ロケットに悪影響を及ぼさない対策として、PS-SF-BOX（電

力ブレーカー)が挿入されている。これにより、万が一サブペイロードに想定以上の過電流が流れた場合、ロケット側のその他の機器が防御される。

(4) その他

上記対策でカバーしきれない安全性・信頼性確保については、各種地上試験、環境試験を行うことで対策としている。たとえば構造的な強度、耐振動衝撃性能等については、この範疇に属する。

表2 サブペイロードの搭載実績

【M-V-6】 ASTRO-E2「すざく」2005/7/6打上	
RAMS (Residual Acceleration Measurement) 【非分離】	ISAS/JAXA, 第3段残留推力計測
TSD (Titech Small Sat Separation Demonstration) 【非分離】	東京工業大学, 小型衛星分離機構実験
【M-V-8】 ASTRO-F「あかり」2006/2/22打上	
SSP (Solarsail controlled deployment SubPayload) 【非分離】	ISAS/JAXA, ソーラーセイル展開実験
CUTE1.7+APD (Titech nanosatellite) 【分離】	東京工業大学, 超小型衛星
【M-V-7】 SOLAR-B 2006/9/23打上	
HIT-SAT (Hokkaido Space Union nanosatellite) 【分離】	北海道工業大学, 北海道大学, 超小型衛星
SSSAT (Solar power sail demonstration satellite) 【分離】	ISAS/JAXA, ソーラー電力セイル実証超小型衛星

3. 成果の概要

サブペイロードは、選定から1.5年という短い期間で打上げられ、チャレンジングな宇宙理工学の実験機会を提供している。特に、フライトした計6つのサブペイロード実験のうち、後半の3つのミッションは小型衛星としてロケットから分離するミッションであり、わが国の小型衛星打上げの機会拡大と大学等の参加による宇宙理工学の裾野の拡大に、大いに貢献しているものと考えられる。

サブペイロードの搭載実績を表2にまとめる。M-V6, 8, 7号機で打上げたすべてのサブペイロードについて、以下にその概要を紹介する。

3.1. M-V-6号機サブペイロード (図4)

M-V-6号機ではRAMSとTSDという実験装置を打上げた。いずれも第3段から分離しない実験装置で、RAMSは第3段固体モータの残留推力(くすぶり)の精密計測を行い、TSDは東京工業大学が小型衛星分離機構の分離動作試験を実施したものである。実験状況はクリスマス島のダウンレンジ局で受信され、いずれも有用な成果を得ている。

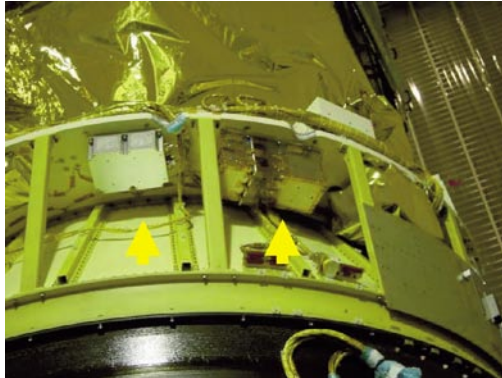
3.2. M-V-8号機サブペイロード (図5, 6)

M-V-8号機では、宇宙研のソーラーセイル展開機構に関する実験SSPと、東工大の超小型衛星CUTE1.7+APDが搭載された。

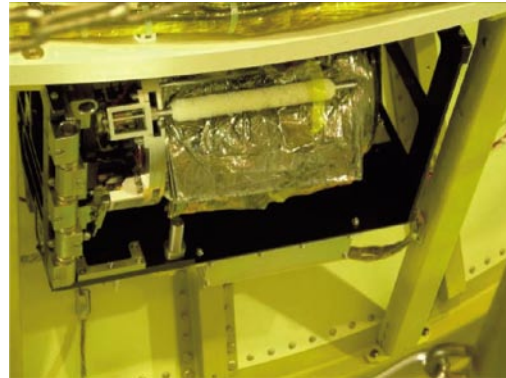
SSPは第3段から分離しない実験装置であり、直径11mのソーラーセイル膜面を模擬した薄膜を、展開速度を制御しながら遠心力展開し、その模様(カメラ画像など)をオーストラリアの商用地上局にて受信するミッションであった。実験結果としては、展開制御モータの停止により、完全展開には至らなかったが、展開挙動のデータを取得できている。

CUTE1.7+APDは前号機のTSDの結果を反映して開発された分離機構により超小型衛星を分離するもので、

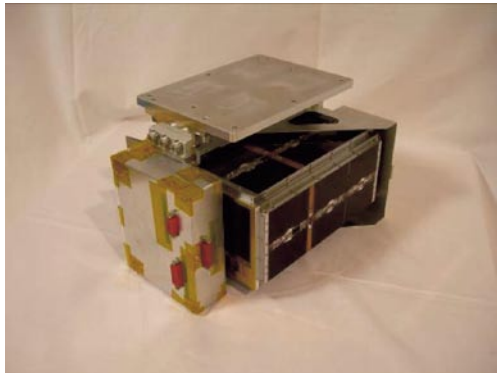
アマチュア無線による運用，データ処理部にPDAの採用，磁気トルカを用いた姿勢制御系，テザー伸展機構などを搭載している．分離機構と衛星部ともに，東工大が開発した．本ペイロードが，M-Vから打上げられた最初の超小型衛星となった．打上げ0周回の米国上空にてアマチュア無線家がCUTE1.7 + APDからの電波を受信し，衛星の健全性が確認された．その後，CUTE1.7 + APDは東工大大岡山キャンパスの地上局から運用されている．



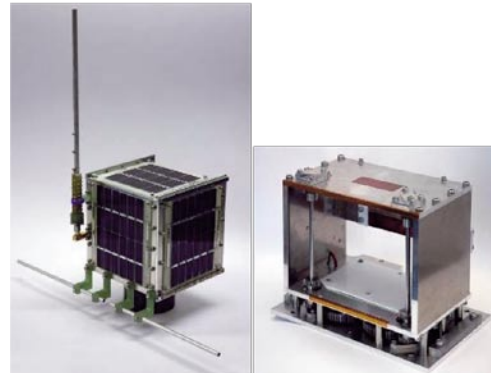
第4図 B3PLに据え付けられたRAMS (左)とTSD (右)



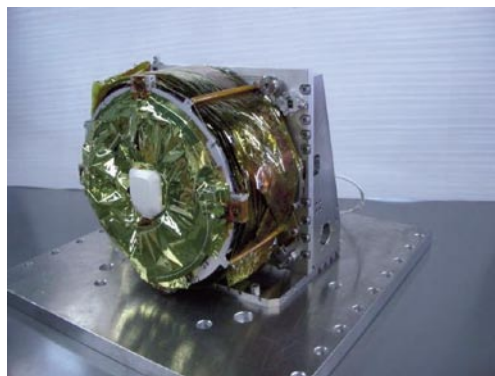
第5図 B3PLに据え付けられたSSP



第6図 東京工業大学小型衛星 Cute1.7+APD



第7図 北海道工業大学/北海道大学の小型衛星 HIT-SAT



第8図 JAXA宇宙研の小型衛星 SSSAT

3.3. M-V-7号機サブペイロード（図7，8）

M-V-7号機では，HIT-SATとSSSATという2つの超小型衛星が搭載された。

HIT-SATは北海道工業大学および北海道大学が開発した，いわゆるCubeSatクラスの衛星で，小型衛星バス実証，磁気トルカによる姿勢制御などを目的としている．分離する衛星のサイズは11cm立法，重量は3kgである．分離機構と衛星部ともに，北海道グループが開発した．本衛星は正常に分離され，打上げ0周回の米国上空にてアマチュア無線家の電波受信により，衛星の健全性が確認された．運用は北海道工業大学の地上局から，アマチュア無線周波数帯で行われている．

SSSATはソーラー電力セイル実証小型衛星であり，質量6kgで気液平衡型の推進系を有するスピン衛星である．ロケットから分離後，自らスピニングを行い，その遠心力で薄膜フレキシブル太陽電池の貼られたソーラーセイルを展開する実験である．運用はJAXA相模原局・新GN局，アラスカ・オーストラリア・ハワイの商用地上局にて実施した．SSSATは分離直後から通信系電源系統の問題でテレメトリの送信が正しく行われず，テレメトリの取得ができなかったが，セイルが展開したことが他の情報から確認された．予定通りセイル展開による空気抵抗の効果で，打上げ3日後に大気圏に突入した．

M-Vロケットから，サブペイロードのミッションに応じて実施した対応を図9に示す．このように，主衛星分離後のロケット飛翔環境を十二分に有効活用すべく，サブペイロードに対して配慮がなされていることがわかる．

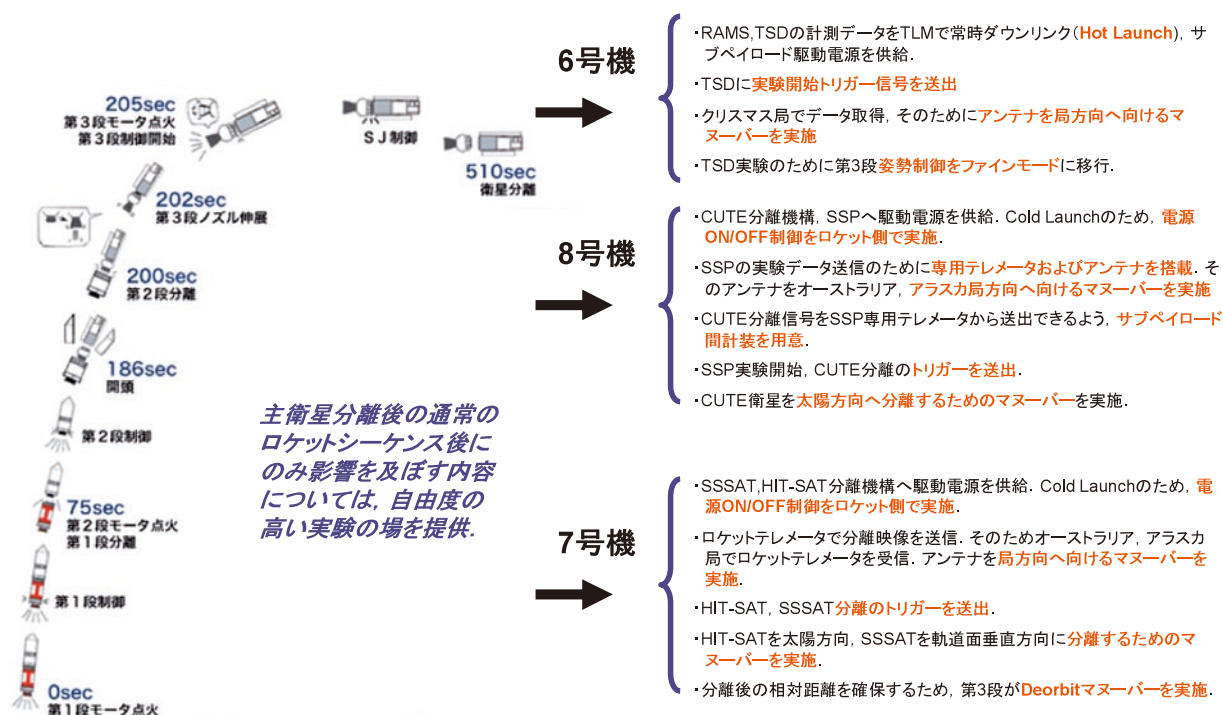


図9 サブペイロードミッションのフレキシビリティ

(※サブペイロードに関連するものはすべて含めている．必ずしもサブペイロードのためだけに実施したものではない．)

4. 次期固体ロケットへの反映事項

サブペイロードないし同種の機会を次期固体ロケットに用意するという検討はまだなされていない。したがって以下では、M-Vサブペイロードの長短所をまとめることで、反映事項に替えたい。(1)~(7)はM-Vサブペイロードの長所、(8)~(11)は短所である。

- (1) 選定から打上げまでが1.5年という短期間である。新規技術の宇宙実証の場としては利用価値が非常に大きい。
- (2) 搭載は無償である。純粋に実現性と、宇宙理工学への貢献の可能性が評価される。コストについては、サブペイロード開発費用、各種試験参加のための費用は自己負担である。
- (3) ロケットのI/F試験は、胴部仮組み、噛み合わせ試験、第2組立オペレーション、フライトオペレーションの4回のみで、JAXA外のユーザーにとって適当な作業量となっている。
- (4) 出席を求められる会議は（衛星系ではなく）ロケット系の会議数回、要求される文書量も実質を伴う文書を必要最小限量（設計レビュー資料、計装I/F資料など）。
- (5) フライトオペの前まで、取り外した状態でのサブペイロードの整備が可能。
- (6) 実験の道具立て（電源、テレメータ、タイマ）はロケット側が提供できる。ロケットの姿勢やシーケンスも、主衛星に影響の及ばない範囲で、フレキシブルに対応。
- (7) 選定されれば、ミッションの目的や遂行方法については不問。ロケットI/Fを犯さない限り、完全にat your own riskで実験ができる環境を提供。M-Vプロジェクトとしての審査は、ロケットI/Fを犯していないかの観点のみ。サブペイロードとしてのミッション成立性は、サブペイロードユーザー側で評価スキームを作る必要がある。
- (8) 主衛星の都合ないしロケットマスマバランスの都合で、搭載が中止になることがありうる。
- (9) M-Vの衛星打上げ方式の制約で、投入軌道近地点が低い。そのため、分離して衛星化するには不利な軌道となる。（ex. 衛星寿命 CUTE ~ 1.2年程度、SSSAT ~ 3日）
- (10) サブペイロードの構造規模のわりに、環境条件が厳しい。また包絡域サイズも、有意義な実験を行うには少々小さい。
- (11) すべての点において、優先度が低い。主衛星及び他のロケットコンポーネントにインパクトがあってはならない。

上記からわかるとおり、サブペイロードは選定の際には、大きな制約の中でいかにチャレンジングな実験を提案できるかがキーとなり、実際の飛翔に向けては、提案する実験がロケットインターフェースに及ぼす影響をいかに最小限化するかがキーとなる。この両者のよい均衡点を見出すことで、次期固体で同様の枠組みを用意する場合においても、自ずと成果/労力の効果の高いサブミッションの機会を提供できるはずである。

サブペイロードの規模は（1.5年で5~10kg程度のペイロード）は、1研究室レベルないし1大学レベルで参加するには適正な規模であり、利用性を高めるための軌道・サイズ・機械環境条件の緩和が次期固体ロケットに望めればなおよい。

5. まとめ

本稿ではM-Vロケットサブペイロードの開発経緯、成果、反省事項について述べた。サブペイロードは選定から打上げまで1.5年という短いスパンで進むため、チャレンジングかつ新規性のある宇宙実験の場として、非常に有効と考えている。一方で、ロケットから見た場合の立場はダミーマスであるため、ユーザーには、搭載位置や軌道・重量等に制約が課され、またロケットとしての信頼性を損なわないよう協力が求められる。

ロケットインターフェースの観点からは、ユーザーから見たインターフェース窓口が一本化されており、文書・合同試験の回数は極力抑えられた形になっている。

これまでの6実験は、いずれもチャレンジングな内容となっており、特に超小型衛星を連続3機打上げた点は、特筆すべき成果である。わが国の2006年末現在の超小型衛星打上げ機数は世界最多の計8機であり、内3機がM-Vサブペイロードによるものである（残りはロシアのロケット）ことをみても、わが国の宇宙理工学の強みを活かし裾野拡大に寄与したサブペイロードの役割は大きい。

次期固体ロケットについて同等の機械が用意されるというような議論は未だなされていないが、同種の simple interface, short-turn-aroundの宇宙理工学実験の場が継続するが強く望まれるところである。

参考文献

- [1] 東京工業大学 TSD ホームページ : <http://lss.mes.titech.ac.jp/ssp/tsd/>
- [2] S.Takeuchi, et.al., "Deployment Contro Experiment of Solar Sail in Sub-Payload of M-V Rocket" , 56th International Astornautical Congress, IAC-05-C2.1.B.08, 2005, Fukuoka
- [3] S.Takeuchi, et.al, "Report for the Experimental Result of SSP (Solar-sail Sub-Payload) on M-V-8" , The 16th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, C-22, 2006, Sagamihara
- [4] N.Miyashita, et.al., "Development and Flight Report of Pico-Satellite Cute-1.7 + APD" , 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-f-08, Kanazawa
- [5] 東京大学 CUTE1.7+APD ホームページ : <http://lss.mes.titech.ac.jp/ssp/cute1.7/index.php>
- [6] K.Ishimura, et.al., "Hokkaido Satellite Project : System Design of a Engineering Test CubeSat" , 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-r-1-14, Kanazawa
- [7] 北海道工業大学 HITSAT ホームページ : <http://www.hit.ac.jp/~satori/hitsat/>
- [8] Y.Tsuda, et.al., "Microsatellite-Class Solarsail Demonstrator -Mission Design and Development Status" , 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-k-37
- [9] 中谷幸司, 津田雄一, 森治, 山本高行, 佐伯孝尚, 川口 淳一郎, "サブペイロード領域を利用したソーラー電力セイル実験とその解析", 第22回宇宙構造材料シンポジウム, 2006, 相模原
- [10] 津田雄一, "M-Vロケット・サブペイロードによる小型衛星打ち上げについて", 日本機械学会2006年度年次大会, F07-3, 2006, 熊本